



PATENT APPLICATION

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

In re application of

Docket No: Q77958

Eric MONTFORT, et al.

Appln. No.: 10/687,585

Group Art Unit: 2836

Confirmation No.: 2460

Examiner: Not Assigned

Filed: October 20, 2003

For: A SYSTEM FOR CONTROLLING THE ATTITUDE OF A GEOSTATIONARY SATELLITE

SUBMISSION OF PRIORITY DOCUMENT

Commissioner for Patents
P.O. Box 1450
Alexandria, VA 22313-1450

Sir:

Submitted herewith is a certified copy of the priority document on which a claim to priority was made under 35 U.S.C. § 119. The Examiner is respectfully requested to acknowledge receipt of said priority document.

Respectfully submitted,



David J. Cushing
Registration No. 28,703

SUGHRUE MION, PLLC
Telephone: (202) 293-7060
Facsimile: (202) 293-7860

WASHINGTON OFFICE
23373
CUSTOMER NUMBER

Enclosures: France 0213052

Date: February 26, 2004





2
Q77058
1561

BREVET D'INVENTION

CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION

COPIE OFFICIELLE

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

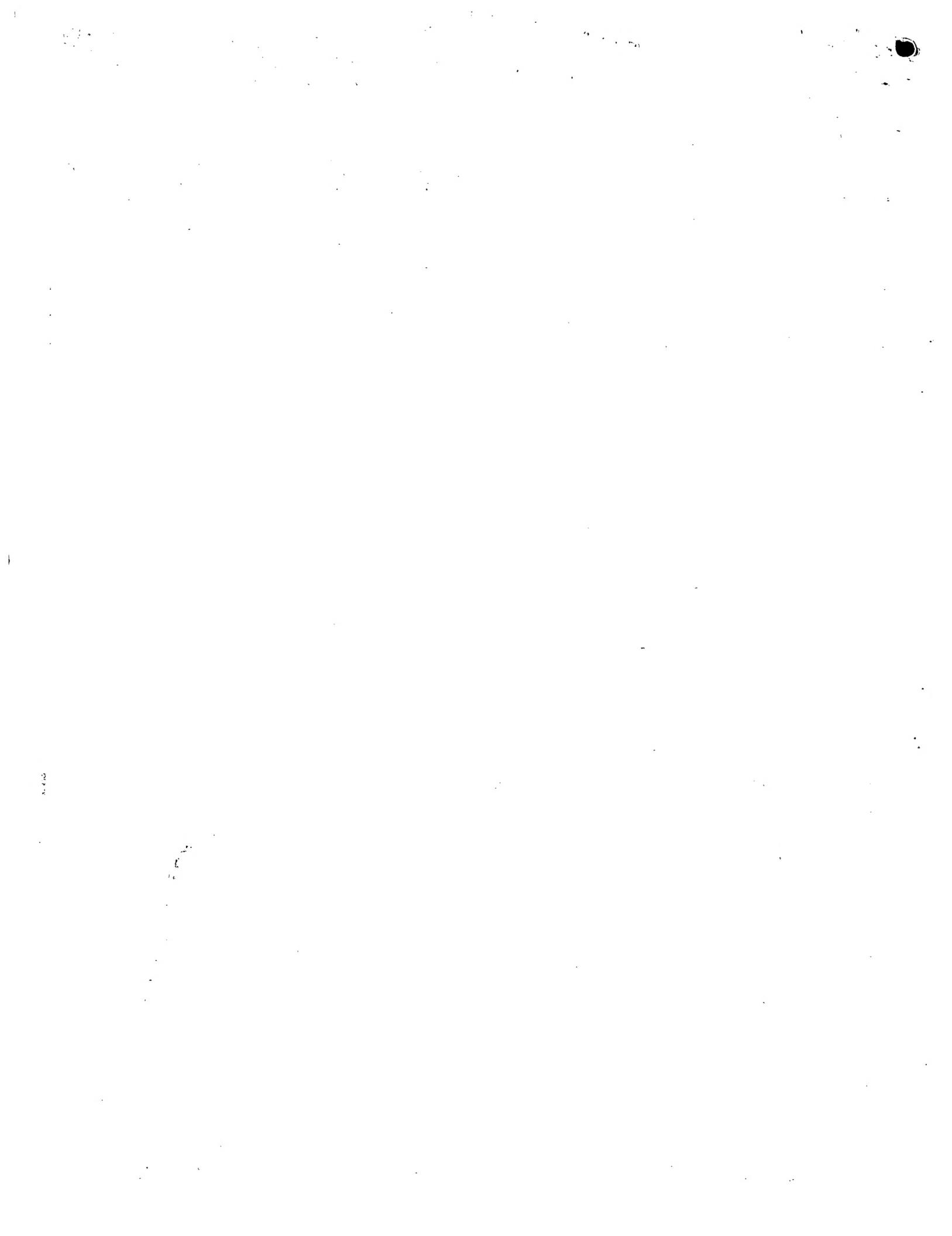
Fait à Paris, le 08 OCT. 2003

Pour le Directeur général de l'Institut
national de la propriété industrielle
Le Chef du Département des brevets

Martine PLANCHE

INSTITUT
NATIONAL DE
LA PROPRIETE
INDUSTRIELLE

SIEGE
26 bis, rue de Saint Petersbourg
75800 PARIS cedex 08
Téléphone : 33 (0)1 53 04 53 04
Télécopie : 33 (0)1 53 04 45 23
www.inpi.fr





INSTITUT NATIONAL
PROPRIÉTÉ INTELLIGENTIELLE
LA PROPRIÉTÉ
INTELLIGENTIELLE

26 bis, rue de Saint-Pétersbourg
75800 Paris Cedex 08
Téléphone : 01 53 04 53 04 Télécopie : 01 42 94 86 54

BREVET D'INVENTION

CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI

N° 11354*01

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE 1/2

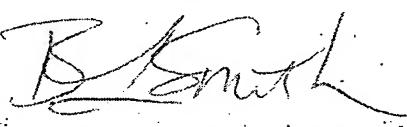
Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

CG 540 R/26039V

REMISE DES PIÈCES DATE LIEU 21 OCT 2002 75 INPI PARIS N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI 0213052 DATE DE DÉPÔT ATTRIBUÉE PAR L'INPI 21 OCT. 2002		1 NOM ET ADRESSE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE À QUI LA CORRESPONDANCE DOIT ÊTRE ADRESSÉE COMPAGNIE FINANCIERE ALCATEL Département PI Bradford Lee SMITH 30 avenue Kléber 75116 PARIS
Vos références pour ce dossier <i>(facultatif)</i> 104286/SM/SSPD/TPM		
Confirmation d'un dépôt par télécopie <input type="checkbox"/> N° attribué par l'INPI à la télécopie		
2 NATURE DE LA DEMANDE		Cochez l'une des 4 cases suivantes
Demande de brevet		<input checked="" type="checkbox"/>
Demande de certificat d'utilité		<input type="checkbox"/>
Demande divisionnaire		<input type="checkbox"/>
<i>Demande de brevet initiale</i> <i>ou demande de certificat d'utilité initiale</i>		N° _____ Date / / N° _____ Date / /
Transformation d'une demande de brevet européen <i>Demande de brevet initiale</i>		N° _____ Date / /
3 TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum) DISPOSITIF DE CONTRÔLE D'ATTITUDE D'UN SATELLITE GEOSTATIONNAIRE		
4 DÉCLARATION DE PRIORITÉ OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE LA DATE DE DÉPÔT D'UNE DEMANDE ANTÉRIEURE FRANÇAISE		Pays ou organisation Date / / N° Pays ou organisation Date / / N° Pays ou organisation Date / / N° <input type="checkbox"/> S'il y a d'autres priorités, cochez la case et utilisez l'imprimé « Suite »
5 DEMANDEUR		<input type="checkbox"/> S'il y a d'autres demandeurs, cochez la case et utilisez l'imprimé « Suite »
Nom ou dénomination sociale		ALCATEL
Prénoms		
Forme juridique		Société Anonyme
N° SIREN		1 5 4 2 0 1 9 0 9 6
Code APE-NAF		1 - - - 1
Adresse	Rue	54, rue La Boétie
	Code postal et ville	75008 PARIS
Pays		FRANCE
Nationalité		Française
N° de téléphone <i>(facultatif)</i>		
N° de télécopie <i>(facultatif)</i>		
Adresse électronique <i>(facultatif)</i>		

BREVET D'INVENTION
 CERTIFICAT D'UTILITÉ

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE 2/2

<small>REMISE DES PIÈCES</small> <small>Réserve à l'INPI</small>	
DATE	21 OCT 2002
LIEU	75 INPI PARIS
N° D'ENREGISTREMENT	0213052
NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI	
DD 540 W 765399	
Vos références pour ce dossier : <small>(facultatif)</small>	
104286/SM/SSPD/TPM	
6 MANDATAIRE	
Nom SMITH Prénom Bradford Lee Cabinet ou Société Compagnie Financière Alcatel	
N° de pouvoir permanent et/ou de lien contractuel PG 9222	
Adresse	Rue 30 Avenue Kléber
	Code postal et ville 75116 PARIS
N° de téléphone (facultatif)	
N° de télécopie (facultatif)	
Adresse électronique (facultatif)	
7 INVENTEUR (S)	
Les inventeurs sont les demandeurs <input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non Dans ce cas fournir une désignation d'inventeur(s) séparée	
8 RAPPORT DE RECHERCHE	
Établissement immédiat <input checked="" type="checkbox"/> ou établissement différé <input type="checkbox"/>	
Paiement échelonné de la redevance <input type="checkbox"/> <input checked="" type="checkbox"/> Non	
9 RÉDUCTION DU TAUX DES REDEVANCES	
Uniquement pour les personnes physiques <input type="checkbox"/> Requise pour la première fois pour cette invention (joindre un avis de non-imposition) <input type="checkbox"/> Requise antérieurement à ce dépôt (joindre une copie de la décision d'admission pour cette invention ou indiquer sa référence):	
Si vous avez utilisé l'imprimé «Suite», indiquez le nombre de pages jointes	
10 SIGNATURE DU MANDATAIRE <small>(Nom et qualité du signataire)</small>	
Bradford Lee SMITH / LC 40 B 	
VISA DE LA PRÉFECTURE OU DE L'INPI L. MARIELLO	

DISPOSITIF DE CONTROLE D'ATTITUDE D'UN SATELLITE GEOSTATIONNAIRE

L'invention est relative à un dispositif de contrôle de l'attitude d'un satellite géostationnaire.

L'attitude des satellites doit être constamment contrôlée de façon, notamment, que les antennes gardent toujours 5 une direction déterminée, cette direction étant en général, un pointage vers la terre.

Ainsi dans un satellite, on prévoit des senseurs qui détectent l'attitude du satellite. Le signal de sortie des senseurs est comparé à une attitude de consigne de façon à 10 fournir un signal de commande des actionneurs pour corriger l'attitude du satellite, afin qu'elle corresponde à la consigne.

Pour ces actionneurs on prévoit habituellement des roues à réaction. Une roue à réaction est une toupie qui tourne à une vitesse élevée, par exemple de l'ordre de 3000 tours par 15 minutes, et de forte inertie. Quand la toupie est accélérée, c'est-à-dire que sa vitesse de rotation est augmentée, un couple de réaction s'exerce sur le corps du satellite. Pour une commande selon une direction quelconque, il faut prévoir 3 roues tournant selon des axes formant une base libre, par exemple, selon des 20 axes constituant un repère orthonormé.

L'invention résulte de la constatation que l'attitude des satellites géostationnaires munis d'appendices de grande inertie devient, à partir d'une certaine taille, difficilement contrôlable avec des roues à réaction.

25 En effet, une structure de grande dimension et rattachée au corps du satellite de manière forcément flexible va perturber l'attitude du satellite.

Le corps du satellite subit des couples, ou des forces perturbatrices telles que celles provoquées par l'activation des 30 tuyères, qui se répercutent sur l'appendice en provoquant des mouvements à fréquences basses. Il en est ainsi des générateurs solaires qui oscillent librement avec des faibles amplitudes. Lorsque les fréquences propres des appendices sont particulièrement basses, leurs oscillations doivent alors être 35 contrôlées. Les roues à réaction ne peuvent pas s'opposer à ces

couple importants, d'autant qu'il faut également s'opposer au ballottement du carburant du système de propulsion. Pour parvenir à contrôler l'attitude de ce type de satellite, on a proposé de combiner les roues à réaction avec des tuyères d'un système de propulsion chimique. Mais l'utilisation des propulseurs crée des perturbations sur l'orbite et la précision de pointage obtenue n'est pas suffisante.

L'invention remédié à cet inconvénient. A cet effet, le dispositif de commande d'attitude d'un satellite géostationnaire 10 conforme à l'invention est caractérisé en ce qu'il comprend un ensemble d'actionneurs gyroscopiques.

Les actionneurs gyroscopiques sont généralement proposés pour la correction d'attitude des satellites à orbite basse car ils permettent de générer un couple de valeur 15 importante en un temps réduit, les missions demandées à ces satellites nécessitant de pouvoir effectuer des changements de pointage rapides.

On rappelle ici qu'un actionneur gyroscopique comporte également une toupie tournant à vitesse constante mais c'est la 20 variation de la direction de l'axe de rotation de la toupie qui provoque un couple sur le satellite.

On prévoit plusieurs actionneurs gyroscopiques pour pouvoir créer un couple dans une direction déterminée. A cet effet on peut faire appel à quatre actionneurs gyroscopiques 25 équipés de cardans mono-axe disposés selon une configuration pyramidale comme décrit dans le brevet français 2 796 172.

Les actionneurs gyroscopiques peuvent être utilisés pour maintenir le pointage fin du satellite vers la terre pendant les phases de correction d'orbite est/ouest et/ou nord/sud mais 30 aussi pour d'autres modes tels que la phase de poussée d'apogée lors de la mise à poste. Ils améliorent aussi le contrôle des ballottements dus aux carburants tels que les ergols.

Dans une réalisation de système de contrôle d'attitude avec actionneurs gyroscopiques, la boucle de régulation fait 35 appel à un correcteur dont la structure et dont les réglages sont basés sur la définition d'une bande passante de la boucle de

réglage qui contient les fréquences les plus basses et les plus énergétiques des modes souples des appendices. Ainsi, ce correcteur permet de stabiliser le système en permettant aux actionneurs gyroscopiques de s'opposer aux couples d'oscillation des ailes des générateurs solaires ou des antennes.

Ainsi, l'invention concerne un dispositif de contrôle d'attitude d'un satellite du type géostationnaire qui est caractérisé en ce que le satellite comportant des organes allongés tels que des générateurs solaires et/ou des antennes, notamment déployables, ce dispositif comporte des actionneurs gyroscopiques pour fournir le couple nécessaire au maintien d'attitude du satellite soumis à des forces ou des couples perturbateurs.

Dans une réalisation, les actionneurs gyroscopiques sont agencés pour maintenir l'attitude de consigne pendant les phases de correction d'orbite et, de préférence, pour contrôler l'attitude en phase d'insertion en orbite géostationnaire.

Dans un mode de réalisation préféré, on prévoit une boucle de régulation de l'attitude avec un correcteur tel que la bande passante de cette boucle contienne les fréquences les plus basses et les plus énergétiques des modes souples des appendices. Cette boucle peut comporter un correcteur de type Proportionnel, Intégrale, Dérivée (PID) associé à un filtre d'atténuation ou un correcteur synthétisé par les méthodes avancées de commande des systèmes telles que les méthodes H_∞ et LMI (Linear Matrix Inequality).

Une méthode est décrite, par exemple, dans les documents suivants :

- J.C. Doyle, K. Glover, P.K. Khargonekar, B.A. Francis, "State-space solutions to standard H_2 and H_∞ control problems", IEEE Trans. Autom. Control, AC-34, n° 8, p. 831-846, 1989,

- P. Gahinet, P. Apkarian, "A Linear Matrix Inequality approach to H_∞ control", Int. Journal of Robust and Nonlinear Control, vol. 4, p. 421-448, 1994.

Une méthode 'LMI' est décrite, par exemple, dans les documents suivants :

- S. Boyd, L. El Ghaoui, E. Feron, V. Balakrishnan, "Linear Matrix Inequalities in System and Control Theory", 5 Studies in Appl. Math. SIAM, Vol. 15, 1994,

- S. Boyd, L. El Ghaoui, E. Feron, V. Balakrishnan, "Control System Analysis and Synthesis via LMIs", American Control Conference, p. 2147-2154, 1993.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention 10 apparaîtront avec la description de certains de ses modes de réalisation, celle-ci étant effectuée en se référant aux dessins ci-annexés sur lesquels :

la figure 1 est un schéma d'un satellite auquel s'applique l'invention,

15 la figure 2 est un schéma d'un actionneur gyroscopique connu en soi,

la figure 3 est un schéma d'un dispositif de commande d'attitude conforme à l'invention, et

les diagrammes des figures 4a, 4b et de la figure 5 20 illustrent un exemple de fonctionnement du dispositif conforme à l'invention.

La figure 1 représente un satellite géostationnaire 10 équipé, pour son alimentation en énergie, de générateurs solaires 12 et 14 de grandes dimensions par rapport à celle de son corps 25 16. Quand un couple perturbateur est exercé sur le corps 16 du satellite, les ailes légères oscillent à basse fréquence, l'amplitude d'oscillation étant relativement faible. Ces types de déformations sont appelés des modes souples.

Le même problème d'oscillation se pose quand le 30 satellite est doté d'antennes ou de toute autre structure de grandes dimensions, généralement déployables.

Pour s'opposer aux oscillations de ce type, l'invention prévoit de contrôler l'attitude du satellite à l'aide d'un ensemble d'actionneurs gyroscopiques permettant d'échanger 35 rapidement le moment cinétique de cet ensemble avec le moment cinétique du satellite.

Un actionneur gyroscopique est représenté sur la figure 2. Il comprend une roue 22 tournant à vitesse constante autour d'un axe 24. Son mécanisme 26 de suspension et d'entraînement est monté sur un berceau à cardan 28 et un moteur électrique 30 est prévu pour permettre le basculement du mécanisme 26 et donc pour modifier l'orientation de l'axe de rotation 24.

Le couple de sortie 32 est le produit vectoriel de la vitesse de basculement du cardan par le moment cinétique de la toupie. Ce couple est perpendiculaire à l'axe de rotation du cardan et à l'axe de la roue. Il est donc tournant par rapport au satellite. Pour exercer le couple requis sur le satellite, on prévoit au moins trois actionneurs gyroscopiques, ce qui permet de délivrer plusieurs dizaines de Newton-mètres.

La figure 3 montre, de façon schématique, le système de contrôle d'attitude du satellite. Sur cette figure, l'ensemble du satellite, avec son corps 16 et ses "ailes" 12 et 14, est représenté par un rectangle allongé 34, et l'ensemble des actionneurs gyroscopique est représenté par un bloc 36. De façon en soi connue, des capteurs 38 permettent de détecter l'attitude du satellite. Les signaux fournis par ces capteurs 38 sont délivrés à une boucle de contrôle et régulation 40, en général réalisée sous forme de logiciel d'un processeur calculateur. Cette boucle 40 reçoit aussi des signaux de la part de l'ensemble des actionneurs gyroscopiques et fournit les signaux de commande aux actionneurs 36.

La boucle 40 comporte un bloc 42 de traitement des signaux fournis par les capteurs 38, afin de les mettre en forme pour qu'ils représentent l'attitude du satellite et le signal fourni par le bloc 42 est délivré à l'entrée d'un soustracteur 44 qui soustrait ces signaux d'attitudes mesurées d'un signal de consigne appliqué sur une autre entrée 48 de ce soustracteur 44. Le signal de sortie du soustracteur 44, qui représente le signal d'erreur, est appliqué à l'entrée d'un bloc correcteur 50 qui permet d'éviter les instabilités de la boucle de régulation et d'assurer les performances de pointage. De façon générale, le bloc correcteur est tel que la bande passante de la boucle de

régulation contienne les fréquences les plus basses et les plus énergétiques des modes souples.

Ce bloc correcteur 50 peut comporter par exemple un correcteur PID (Proportionnel, Intégrale, Dérivée) et des filtres 5 ou tout autre correcteur issu des méthodes avancées de commande des systèmes telles que les méthodes H_∞ et LMI (Linear Matrix Inequality).

Le signal de sortie du bloc 50 est appliqué à l'ensemble 36 d'actionneurs gyroscopiques par l'intermédiaire 10 d'un bloc 52 d'interface recevant aussi, sur une entrée 54, un signal de mesure de la position angulaire de chacun des cardans des actionneurs gyroscopiques.

Les figures 4a et 4b montrent un exemple de diagrammes de Bode de l'ensemble de régulation.

15 Sur la figure 4a on a porté en abscisse la pulsation en radians par seconde et en ordonnée le gain en décibels. Sur la figure 4b on a porté en abscisse la pulsation, également en radians par seconde, et en ordonnée la phase en degrés.

20 On observe sur la figure 4a un pic de résonance 62 et des pics d'anti-résonance 64, 66 qui correspondent aux modes souples.

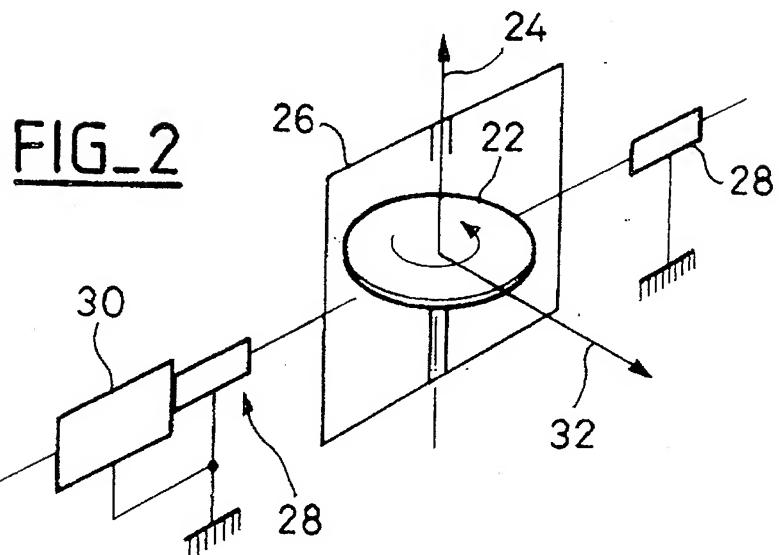
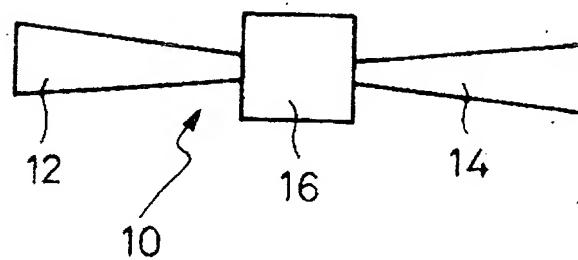
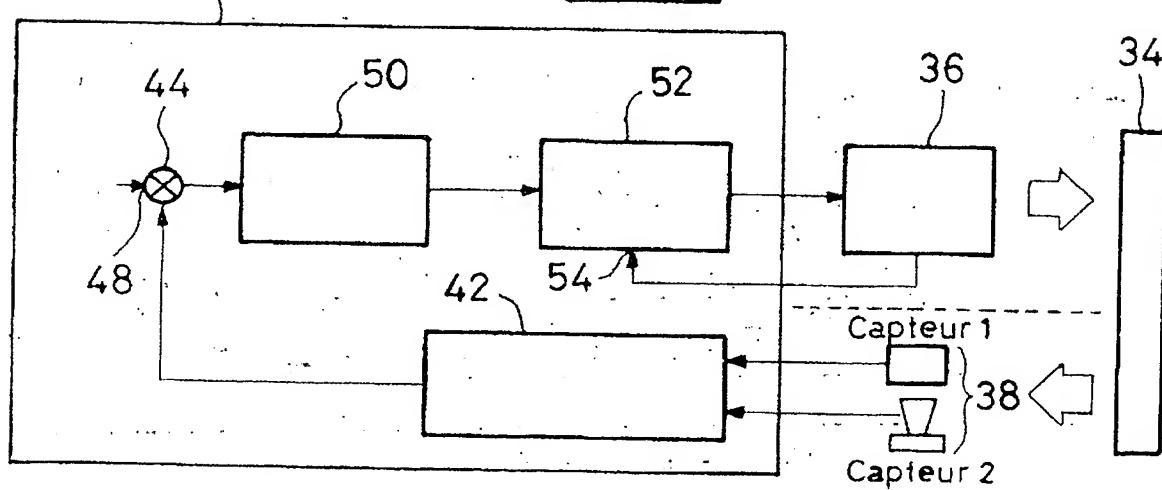
25 Sur le diagramme de la figure 5, on a représenté un diagramme de Black, ou Nichols, sur lequel les phases en degrés sont portées en abscisses, et les gains (en décibels) en boucle ouverte sont portés en ordonnées. La courbe 70 correspond à diverses valeurs du paramètre ω et les parties à droite du point critique 72 (gain 0db, phase 0) correspondent au mode souple.

30 Le système de contrôle conforme à l'invention permet une grande précision de guidage et donc une amélioration des performances de pointage.

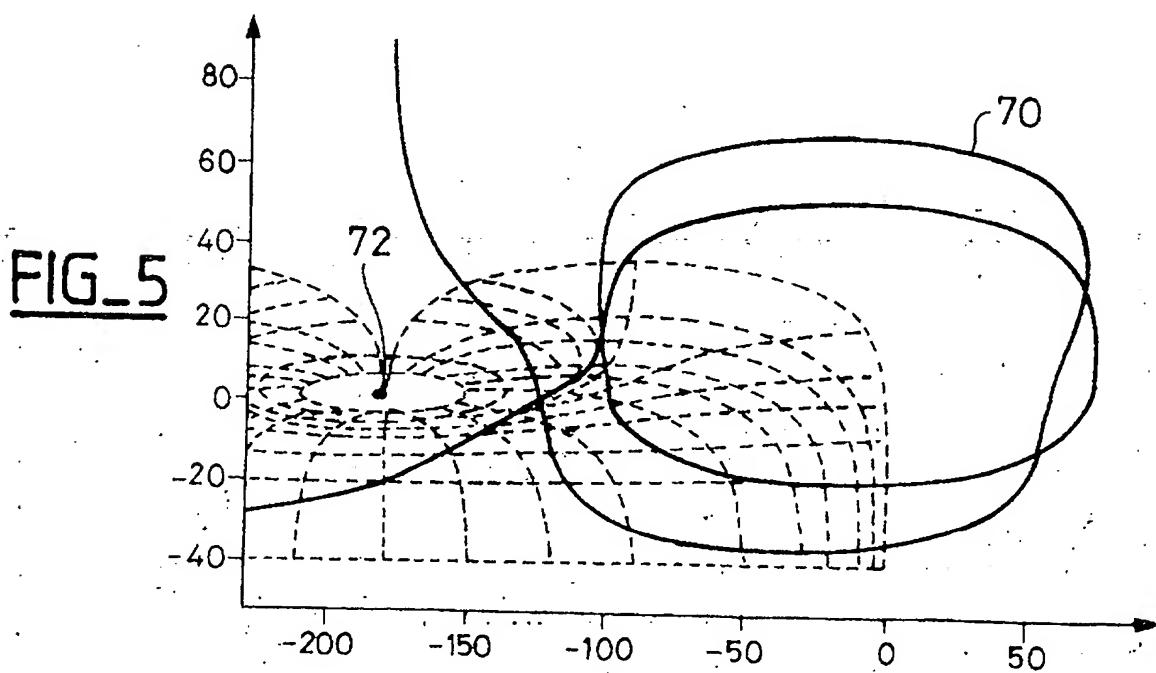
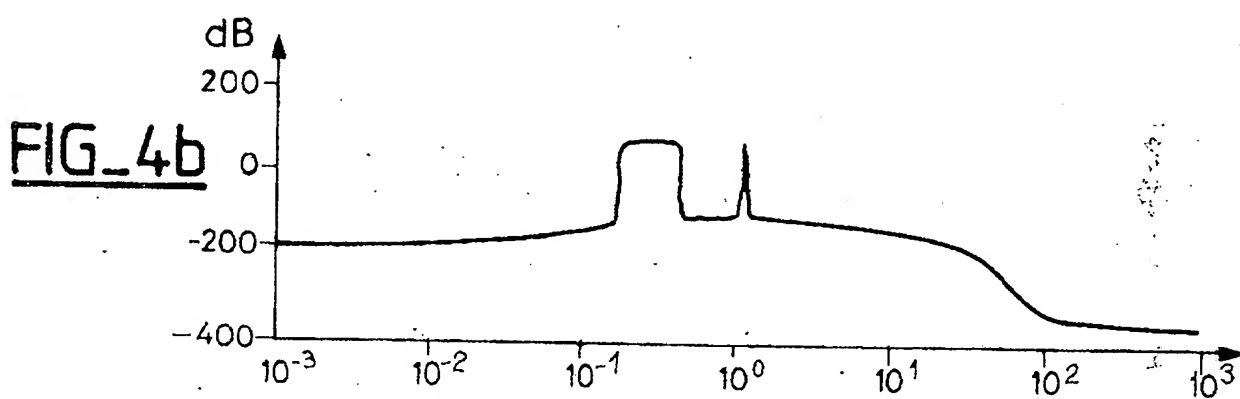
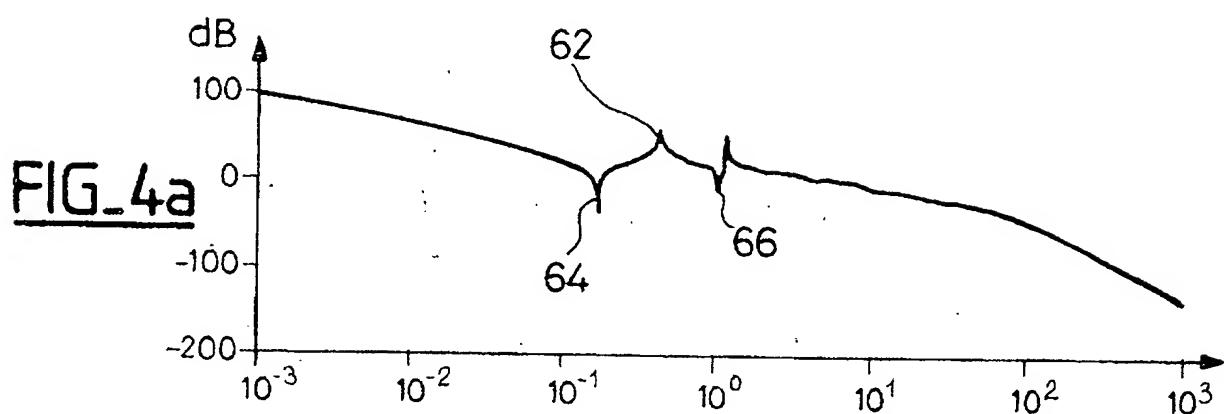
REVENDICATIONS

1. Dispositif de contrôle d'attitude d'un satellite du type géostationnaire caractérisé en ce que le satellite (10) comportant des organes allongés (12, 14) tels que des générateurs solaires et/ou des antennes, notamment déployables, le dispositif 5 comporte des actionneurs gyroscopiques pour fournir le couple nécessaire au maintien d'attitude du satellite soumis à des forces ou des couples perturbateurs.
2. Dispositif selon la revendication 1, caractérisé en ce que les actionneurs gyroscopiques sont agencés pour maintenir 10 l'attitude de consigne pendant les phases de correction d'orbite.
3. Dispositif selon la revendication 2 caractérisé en ce que les actionneurs gyroscopiques sont agencés pour contrôler l'attitude en phase d'insertion en orbite géostationnaire.
4. Dispositif selon l'une des revendications 1 à 3 15 caractérisé en ce qu'il comporte une boucle de régulation (40) de l'attitude avec un correcteur (50) tel que la bande passante de cette boucle contienne les fréquences les plus basses et les plus énergétiques des modes souples des appendices.
5. Dispositif selon la revendication 4, caractérisé en 20 ce que le correcteur de la boucle est de type Proportionnel, Intégrale, Dérivée (PID) et en ce qu'il est associé à un filtre d'atténuation.
6. Dispositif selon la revendication 4, caractérisé en ce que le correcteur de la boucle est synthétisé par les méthodes 25 avancées de commande des systèmes telles que les méthodes H_∞ et LMI (Linear Matrix Inequality).

1/2

FIG_1FIG_3

2/2



BREVET D'INVENTION

CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI

DÉPARTEMENT DES BREVETS

26 bis, rue de Saint Pétersbourg
75800 Paris Cedex 08
Téléphone : 01 53 04 53 04 Télécopie : 01 42 93 59 30

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° 1 / 2

(Si le demandeur n'est pas l'inventeur ou l'unique inventeur)

Cet Imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

EN 113 V. 26280

Vos références pour ce dossier (facultatif)		104286/SM/SSPD/TPM	
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL		0213052	
TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)			
DISPOSITIF DE CONTROLE D'ATTITUDE D'UN SATELLITE GEOSTATIONNAIRE			
LE(S) DEMANDEUR(S) :			
Société anonyme ALCATEL			
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) : (Indiquez en haut à droite «Page N° 1/1» S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez un formulaire identique et numérotez chaque page en indiquant le nombre total de pages).			
Nom		MONTFORT	
Prénoms		Eric	
Adresse	Rue	100, BOULEVARD DU MIDI	
		B.P. 99	
Code postal et ville		06156	CANNES LA BOCCA CEDEX, FRANCE
Société d'appartenance (facultatif)			
Nom		SALENC	
Prénoms		Cédric	
Adresse	Rue	LES ACANTHES	
		27 RUE DES MOULIÈRES	
Code postal et ville		06610	LE CANNET, FRANCE
Société d'appartenance (facultatif)			
Nom		ROSER	
Prénoms		Xavier	
Adresse	Rue	210 BOULEVARD LEADER (A2J)	
		06400 CANNES, FRANCE	
Société d'appartenance (facultatif)			
DATE ET SIGNATURE(S) BBB BBB BBB BBB BBB BBB BBB DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire)		21 octobre 2002 Bradford Lee SMITH	
			

DÉPARTEMENT DES BREVETS

26 bis, rue de Saint Pétersbourg
75800 Paris Cedex 08
Téléphone : 01 53 04 53 04 Télécopie : 01 42 93 59 30

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° 2 / 2..

(Si le demandeur n'est pas l'inventeur ou l'unique inventeur)

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 11376 02/2001

Vos références pour ce dossier (facultatif)	104286/SM/SSPD/TPM	
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL	0213052	
TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)		
DISPOSITIF DE CONTROLE D'ATTITUDE D'UN SATELLITE GEOSTATIONNAIRE		
LE(S) DEMANDEUR(S) :		
Société anonyme ALCATEL		
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) : (Indiquez en haut à droite «Page N° 1/1» S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez un formulaire identique et numérotez chaque page en indiquant le nombre total de pages).		
Nom		GAUDIC
Prénoms		Loïc
Adresse	Rue	100, BOULEVARD DU MIDI
		B.P. 99
Code postal et ville		06156 CANNES LA BOCCA CEDEX, FRANCE
Société d'appartenance (facultatif)		
Nom		
Prénoms		
Adresse	Rue	
	Code postal et ville	
Société d'appartenance (facultatif)		
Nom		
Prénoms		
Adresse	Rue	
	Code postal et ville	
Société d'appartenance (facultatif)		
DATE ET SIGNATURE(S) XX XX XX XX DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire)		21 octobre 2002 Bradford Lee SMITH 

